

空间液晶双折射滤光器精密温度控制技术研究*

商 益^{1,2,3} 林佳本^{2,3,4†} 邓元勇^{2,3,4} 郑晓刚¹ 朱晓明^{2,3,4} 白 阳^{2,3,4}
佟立越^{2,3,4} 胡 兴^{2,3,4} 王丙祥^{2,3}

(1 武汉轻工大学电气与电子工程学院 武汉 430023)

(2 中国科学院国家天文台 北京 100101)

(3 中国科学院太阳活动重点实验室 北京 100101)

(4 中国科学院大学 北京 100049)

摘要 液晶型双折射滤光器采用低压驱动器件、移除旋转电机等技术使滤光器的光、机、电结构大大简化,成为深空太阳磁场观测任务中的首选技术方案. 滤光器中光学元件的折射率对温度变化非常敏感,为了确保滤光器的透过带在 0.1 \AA 范围内稳定,满足太阳磁场、速度场测量的高灵敏度要求,需要保证滤光器光学腔体内的温度稳定在 $\pm 0.005 \text{ }^\circ\text{C}$ 以内. 由于可供选择的宇航级模数转换器(Analog-to-Digital Converter, ADC)分辨率较低,直接使用无法满足高精度测量的要求,将测温区间分段并设计使用多级放大、低通滤波电路和宇航级ADC的方案,实现了 $-20\sim 100 \text{ }^\circ\text{C}$ 的大范围温度信号采集和 $38\sim 46 \text{ }^\circ\text{C}$ 目标温度段内 $0.0002 \text{ }^\circ\text{C}$ 的高分辨率温度采集;再以热电制冷器(ThermoElectric Cooler, TEC)作为热控元件,使用增量式PI (Proportional Integral)控制算法,实现了精密温度控制,在真空试验中,系统温控精度优于 $\pm 0.005 \text{ }^\circ\text{C}$. 上述研究工作不但能够为地面液晶双折射滤光器提供精密温度控制系统,而且也为深空太阳磁场、速度场测量提供了一种可行的技术方案.

关键词 太阳; 磁场; 空间飞行器; 仪器; 方法; 温度控制; 深空

中图分类号 P111; **文献标识码** A

1 引言

太阳大气中的一切现象和过程都和磁场相互作用密不可分,当今太阳物理的重大成就和主要困难都与太阳磁场的观测及理论研究有关^[1-2]. 自1984年开始,由艾国祥等^[3-4]研制的太阳磁场望远镜和双折射滤光器投入到怀柔太阳观测基地进行太阳磁场的观测,其中采用的精密温控系统能够保证滤光器的透过带宽稳定在 $\pm 0.15 \text{ \AA}$ 范围内,保障

了后续太阳磁场的高精度观测. 在随后的发展中,怀柔基地研发了全日面光学和磁场监测系统综合望远镜. 同时,所研制温控系统精度的提高保证了滤光器的透过带宽缩窄到 0.1 \AA ,进一步过滤非目标波段的光束,提高观测精度.

相对于地基观测中存在的地球大气干扰以及日升日落的自然规律带来无法长时间连续观测的限制,空间观测能够实现更长的有效观测时间并获得更好的观测数据质量. 自上个世纪90年代末期以

2023-08-25收到原稿, 2024-02-21收到修改稿

*国家自然科学基金项目(11427901)、国家重点研发计划(2022YFF0503800)、中国科学院先导专项A (XDA15320102)资助

[†]jiabenlin@bao.ac.cn

来,空间观测迅速发展,目前在轨运行的太阳探测卫星主要包括2006年发射的Hinode (原名Solar-B)卫星、2010年发射的SDO (Solar Dynamics Observatory)、2013年发射的IRIS (The Interface Region Imaging Spectrograph)卫星、2018年发射的帕克探针(Parker Solar Probe)、2020年发射的太阳轨道飞行器(Solar Orbiter)以及国内于2021年发射的羲和卫星和2022年发射的太阳观测卫星——“先进天基太阳天文台”(Advanced Space-based Solar Observatory, ASO-S)^[5-9]. 在具备更好观测质量的同时,空间化观测也对设备研制提出了更高的要求,在空间太阳磁场望远镜中,波带稳定是滤光器正常工作的重要前提,将直接影响科学数据的质量. 目前,实现滤光器波带稳定控制有两类技术:一个是长期以来地面系统中一直采用的精密温控技术,另一个是自适应稳波带技术. ASO-S卫星的载荷全日面矢量磁像仪(Full-disc vector MagnetoGraph, FMG)中采用了自适应稳波带技术,即通过电机驱动机械传动结构控制滤光器中旋转波片的角度,从而实现波带稳定^[10]. 但是,目前国内太阳物理界正在推进如太阳极轨^[11]、L5和环日全景等一系列深空太阳磁场探测项目,对载荷的重量、功耗等提出了严苛的要求. 相较于传统滤光器,液晶型滤光器因为采用了低压驱动器件、移除了旋转电机等技术使得滤光器的光、机、电结构大大简化,成为深空磁场探测任务中的首选技术方案^[12]. 由于液晶的温变特性,精密温控技术成为保证滤光器波带稳定的必然选择.

对于空间化精密温控系统, Xu等^[13]在2018年针对航天航空设备进行高精度温控技术研究,提出了基于分级结构和PID (Proportional Integral Derivative)反馈策略确定的高精度温度控制方案,温控精度达到0.05 °C,与本文预期精度有较大差距;邓云彪等^[14]在2022年针对太空科学载荷安装表面缓慢与微小的温度变化测试要求,设计了一种基于热电制冷器(ThermoElectric Cooler, TEC)的真空高精度温度控制系统,该温度控制系统恒温控制误差范围在 ± 0.008 °C以内,未满足本文精度要求且载荷大面积、较为平整的安装表面与滤光器小体积、圆柱型的结构相差甚远. 怀柔太阳观

测基地从2008年开始,针对滤光器也做了一系列恒温控制实验,其中Lin等^[15]于2016年基于24位ADC (Analog-to-Digital Converter)研制的滤光器恒温控制系统精度优于0.01 °C,使用至今获得了大量高质量数据,但由于目前没有宇航级24位ADC芯片,无法将该方案空间化. 随后黄威等^[16-17]、张鑫伟等^[18]和Zhang等^[19]分别针对怀柔基地的太阳望远镜开展温控设计,但由于被控对象的差异,空间化要求和0.01 °C温控精度未能同时满足.

本文针对空间液晶滤光器的精密恒温控制方法、系统等开展研究设计,主要内容包括设计可空间化的温度采集方案,实现大范围、高分辨率的温度采集;以TEC作为热控元件,使用增量式PI (Proportional Integral)控制算法实现精密温度控制. 在真空环境中,系统温度的波动范围小于 ± 0.005 °C,满足空间液晶滤光器的温度精度要求,为深空太阳磁场探测积累技术经验并提供技术方案.

2 系统介绍

在空间液晶滤光器精密温控系统的设计中,设备的重量和功耗都受到了严格限制,同时高性能宇航级芯片难以获得. 针对上述限制条件和空间中长时间稳定、高精度的温控需求,系统采用宇航级器件和部分可对标宇航级的器件设计高精度温度采集电路,同时采用控制精度和稳定度高的温控算法实现高精度温度控制. 系统设计方案如下: (1)主控芯片选择STM32F103系列芯片,其内部资源丰富,具备国内某研究所研制的宇航级主控芯片所需的端口和功能指标; (2)选用负温度系数(Negative Temperature Coefficient, NTC)热敏电阻作为温度传感器,具体型号为MF52,测温范围包含目标温度段且测量精度高、尺寸小、能够长期稳定运行,同时具有宇航级对标产品MF61; (3)将测温区间分段,设计使用前级放大、低通滤波电路并使用宇航级ADC的方案实现大范围、高分辨率的温度采集;使用6块高精度运放OPA602构造信号放大和滤波电路;选择4通道高精度的ADS7825U芯片用于AD (Analog-to-Digital)转换;采用中位值平均滤波法,提高信号的质量和可靠性; (4)以TEC作为温控元件,根据不同温度要求可分别用于加热和制冷,同

时具有结构简单、体积小、重量轻、可靠性高等诸多优势,可运用于空间等多种场景;(5)通过增量式PI控制脉宽调制(pulse width modulation, PWM)的占空比来控制场效应管的导通和关断,进而实现

温度闭环控制,其具有简单稳定、稳态误差小的优点可以保证在空间环境下长时间的高精度温度控制;(6)通过RS232串口通信实时调整参数并显示当前温度.系统总体设计方案如图1所示.

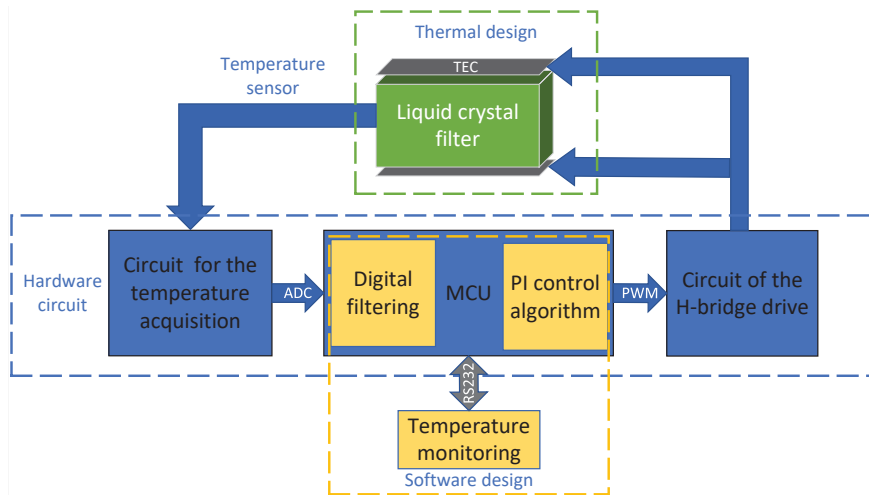


图 1 高精度温度控制系统框图

Fig.1 System block diagram for high precision temperature control

3 系统硬件设计

在本滤光器精密温控系统的硬件设计中,温度采集和控制等核心电路采用宇航级或对标的工业级产品开展研究设计,而外围辅助器件如MAX3232用于RS232通信及MOS (Metal Oxide Semiconductor)管等采用工业级或商业级产品作为替换,这部分器件更易获取且对应的功能比较容易在未来的宇航系统中迁移实现.硬件设计框图如图2所示.

3.1 主控制器

主控制器是温控系统的核心,本文使用意法半导体(ST)公司出品的ARM芯片STM32F103VET6,其内核为Cortex-M3,集成了定时器Timer、CAN (Controller Area Network)、ADC、SPI (Serial Peripheral Interface)、UART (Universal Asynchronous Receiver-Transmitter)等多种外设功能,具备本系统设计所需的端口和功能指标.在FMG中使用的是国内某研究所生产的一款宇航级MCU

(Microcontroller Unit),该芯片为增强型8051内核,与本文所选择的主控芯片语言环境相同,可以实现代码移植,且STM32系列芯片在工业领域使用广泛、更易开发.所以从尽快验证温控系统功能、指标的角度选择STM32系列芯片作为主控制器,能够满足目标设计要求:(1)配置ADC芯片进行分段温度采集;(2)运行增量式PI控制算法输出PWM,驱动TEC来控制加热、制冷功率;(3)通过外围串口通信电路实现实时通信.

3.2 温度传感器

温度传感器作为实现精密温控的重要基础,本文选择灵敏度高、稳定性好的MF52型NTC热敏电阻,其工作范围为 $-40\sim 125\text{ }^{\circ}\text{C}$ 能够覆盖目标温度段,满足本设计使用需求.目前FMG中使用的宇航级MF61型NTC热敏电阻与本文选型的连接方式相同,且电阻-温度(R-T)关系可以通过软件修改,有较好的可行性和替换便捷性.在本设计方案中采集测温电路的输出电压,由欧姆定律计算电阻值,进

而通过NTC热敏电阻的R-T关系曲线获得当前温度, 为后续的温度控制算法提供高精度的输入参量. 因此需要对R-T关系建立合适的参考模型, 便于推测温度或者电阻的变化趋势^[20]. 经数据采集并利用Levenberg-Marquardt优化算法对数据进行拟

合, 拟合曲线如图3所示.
由图可知, 采用的ExpDec3函数模型作为拟合函数与采集数据相似度为0.99982, 相似程度较高, 有良好的拟合准确性.

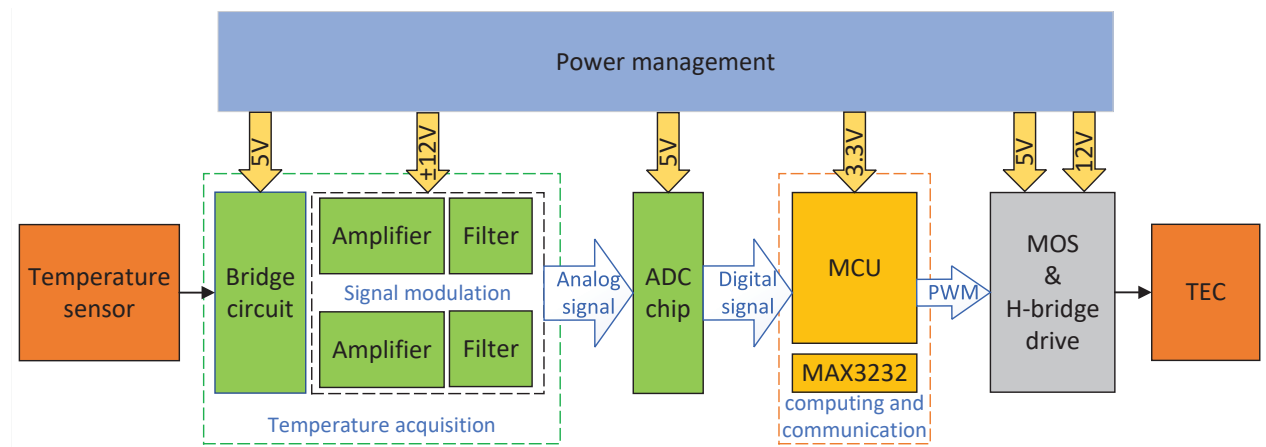


图 2 系统硬件框图

Fig. 2 Block diagram of the system hardware

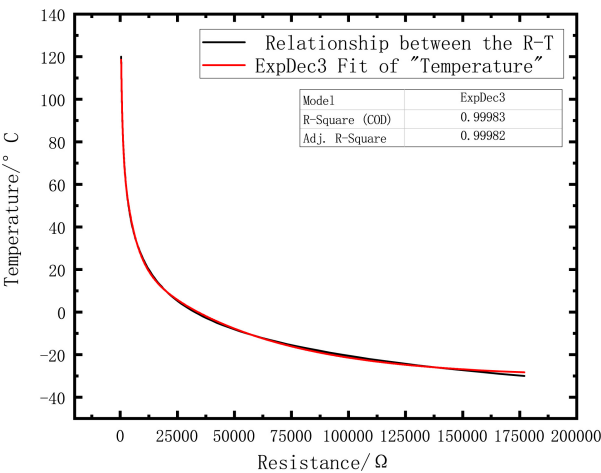


图 3 拟合的R-T关系曲线

Fig. 3 Fitted R-T relationship curve

3.3 温度采集方案

高分辨率温度信号采集是实现精密温控的重要前提, 为满足空间液晶滤光器腔体内温度保持

$\pm 0.005\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的精度要求, 本文在宇航级ADC分辨率较低的限制条件下通过划分不同温度区间, 设计桥式电路获取温度信号, 通过运放进一步放大信号作为ADC的输入. 以此方案实现 $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 大范围低分辨率和目标温度附近 $8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围的高分辨率温度信号采集, 代入实际参数后该方案理论上能实现最高 $0.00018\text{ }^{\circ}\text{C}$ 分辨率的温度信号采集. 具体方案如下: (1)桥式电路将NTC热敏电阻的阻值转换为电压信号, 并且可有效抵消测量误差, 同时选择低温漂电压基准芯片REF5050产生电桥电路的参考电压; (2)由3个高速高精度运放OPA602组成仪用放大电路将电压信号进行一级放大, 再由单个OPA602进行二级放大, 通过滤波电路后分别输出非目标温度段和目标温度段的两路温度采集信号; (3)选用16位4通道AD芯片ADS7825, 其最大采样频率为 40 kHz , 且模拟输入电压范围为 $\pm 10\text{ V}$, 能够采集更大范围的温度信号. 温度采集电路如图4所示.

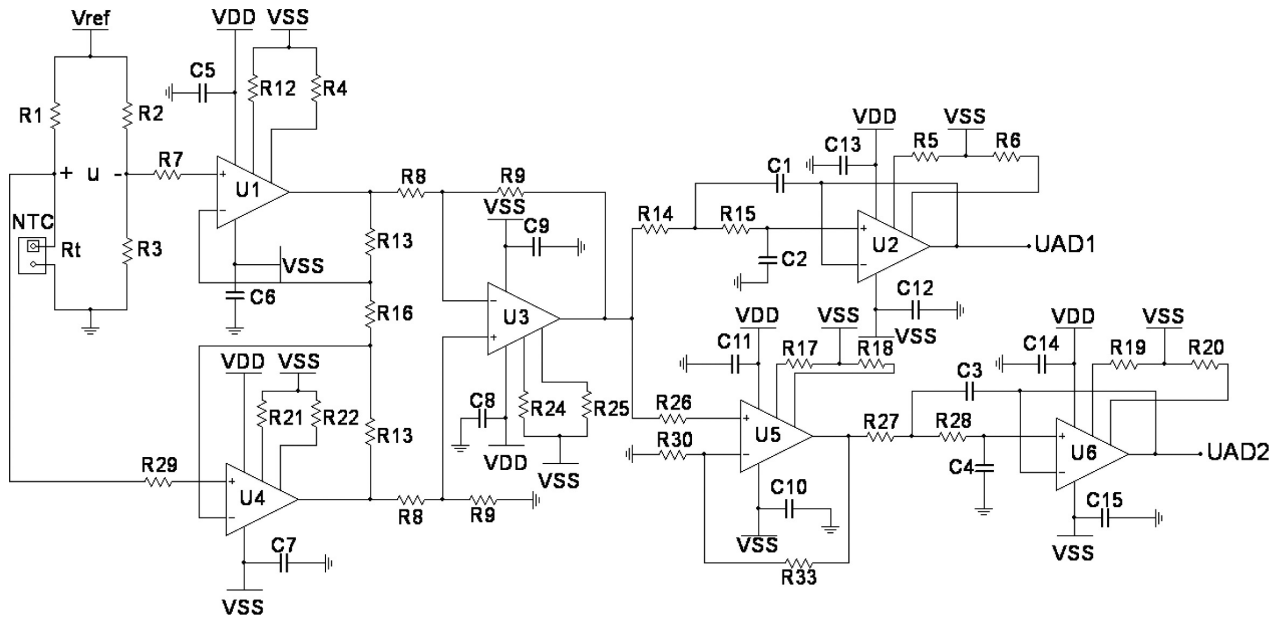


图 4 温度采集电路

Fig. 4 Circuit diagram for the temperature acquisition

由桥式电路分析可以得到仪用放大电路的差分输入 u 的表达式为:

$$u = V_{\text{ref}} \left(\frac{R_t}{R_1 + R_t} - \frac{R_3}{R_2 + R_3} \right), \quad (1)$$

式中 R_1 、 R_2 和 R_3 为精密电阻, 阻值相同的精密电阻 V_{ref} 为桥式电路电压基准, R_t 为NTC热敏电阻. 为了提高测温量程, 电阻 R_3 的阻值应尽可能与目标温度时NTC的阻值相同. 差分信号经过由 U_1 、 U_3 、 U_4 组成的仪用放大电路, 再通过 U_2 低通滤波, 得到非目标温度段的采集信号电压为:

$$U_{\text{AD1}} = u \frac{2R_{13} + R_{16}}{R_{16}} \frac{R_9}{R_8}. \quad (2)$$

在仪用放大后, 温度采集信号经过 U_5 进行二级放大, 再通过 U_6 低通滤波, 得到目标温度段的采集信号电压为:

$$U_{\text{AD2}} = u \frac{2R_{13} + R_{16}}{R_{16}} \frac{R_9}{R_8} \left(1 + \frac{R_{33}}{R_{30}} \right), \quad (3)$$

(2)、(3)式中出现的电阻均为精密电阻, 信号放大倍数由阻值决定. 将放大后的温度采集信号作为ADC模拟量的输入, 输出范围为 ± 10 V, 模数转换

数学表达式如下所示:

$$U = 20 \frac{D}{2^{16} - 1}, \quad (4)$$

式中, U 为ADC转换的模拟量输入, 量程为20 V, D 为转换后的数字量. 由(1)、(2)、(4)式可得非目标温度段温度采集信号的数字量为:

$$D_{\text{AD1}} = V_{\text{ref}} \frac{2R_{13} + R_{16}}{R_{16}} \frac{R_9}{R_8} \left(\frac{R_t}{R_1 + R_t} - \frac{1}{2} \right) \frac{2^{16} - 1}{20}, \quad (5)$$

同理可得目标温度段温度采集信号的数字量为:

$$D_{\text{AD2}} = V_{\text{ref}} \frac{2R_{13} + R_{16}}{R_{16}} \frac{R_9}{R_8} \left(1 + \frac{R_{33}}{R_{30}} \right) \left(\frac{R_t}{R_1 + R_t} - \frac{1}{2} \right) \frac{2^{16} - 1}{20}. \quad (6)$$

由(5)、(6)式可见, 转换后的数字量可能产生误差主要来源于: (1)桥式电路和放大电路中的电阻; (2)桥式电路的基准电压. 因此在设计电路时, 式中各电阻都采用精度为0.01%, 温漂为5 ppm/ $^{\circ}\text{C}$ 的RJ711型精密电阻, 同时采用 $\pm 0.05\%$ 精度,

3 ppm/°C温漂的电压基准芯片REF5050用于产生桥式电路的基准电压,可实现高分辨率的温度信号采集.代入实际参数,目标温度段的理论采集分辨率为:

$$20\frac{D}{2^{16}-1}\frac{\Delta T}{\Delta U}=0.00018\text{ }^{\circ}\text{C},\tag{7}$$

式中数字量 D 取最小值1计算ADC的最小分辨率, ΔT 为38–46 °C目标温度段的温差8 °C, 当温度38 °C和46 °C时使用Multi-sim仿真模拟该电路输出电压的差值 ΔU 为13.09 V. 理论上, 目标温度段内的温度采集分辨率为0.00018 °C, 但是由于参考电压的输出偏差和运算放大电路的不对称性, 实际的输出分辨率会降低, 在2 h的测试过程中, 实际分辨率约为0.0002 °C.

3.4 热控元件

为进一步提高温度控制的响应速度和控温精度, 本文以TEC作为热控元件来替换传统滤光器温控方案中的加热膜. 同时, 相较于加热膜只能用于加热的单一性, TEC可由电流方向选择加热与制冷模式, 使用场景更加广泛^[21], 也常作为热控元件用于空间中科学载荷的温度控制. 在实际使用中通常采用PWM控制H桥作为TEC的驱动电路. 由于MCU产生的PWM信号的高电平电压为3.3 V不能够完全导通MOS管, 易造成其发热产生安全隐患, 本文通过PWM升压芯片使其升至5 V, 保证其能够顺利开启MOS管. 调整PWM占空比即可控制导通关断的状态以及时间, 从而控制流过TEC电流的方向和大小. H桥驱动电路如图5所示.

图中Q1、Q3为两个P沟道MOS管, 而Q2、Q4为两个N沟道MOS管; Heat、Cold分别为加热、制

冷信号. 当接收加热信号时Q1、Q2导通, Q3、Q4截止, 电流从tec–流向tec+, TEC开启制热; 当接收制冷信号时Q3、Q4导通, Q1、Q2截止, 电流从tec+流向tec–, TEC开启制冷. 加热、制冷信号的占空比决定MOS管导通的频率, 从而控制加热、制冷的功率.

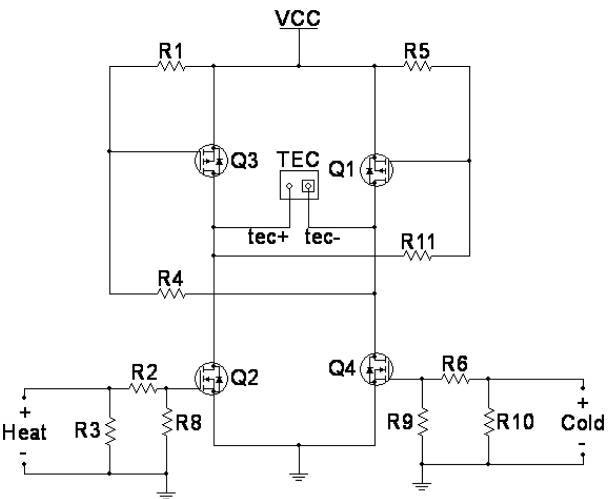


图 5 H桥驱动电路
Fig. 5 Circuit of the H-bridge drive

为快速验证空间液晶滤光器精密温控系统的设计目标, 本次设计的硬件选型中使用了部分宇航级器件, 选用的其余非宇航级芯片也都有相同功能的宇航级芯片可供替换, 且这部分功能比较容易在未来的宇航系统中迁移实现, 以TEC作为热控元件在空间项目中也有使用先例. 因此本研究的各器件选型都在空间环境中有很好的适应性, 硬件设计中关键元器件的空间化对标如表1所示.

表 1 关键硬件的空间化对标
Table 1 Comparison of the key hardware

Selection of hardware	Selection of this paper	Aerospace	Method of replacement
Master chip	STM32F103VET6	LSEMU01	Porting code
Temperature sensor	MF52 thermistor	MF61 thermistor	Modify the R-T function
Precision operational amplifier	OPA602	OPA602	No need to replace
Analog-to-digital converter	ADS7825	ADS7825	No need to replace

4 系统软件设计

在精密温控系统的软件设计中, 核心功能是实现高精度温度的采集与控制, 具体设计内容如下: (1)配置AD芯片, 采集当前温度对应的数字量; (2)进行数字滤波后解析出当前温度, 并随温度变化切换通道; (3)将获取的温度数据通过增量式PI算法得到PWM的输出占空比, 用于控制H桥电路驱动TEC; (4)通过RS232串口协议实时与电脑保持通信, 显示并存储当前温度.

系统软件流程如图6所示, 当硬件启动时, 首先对必要的功能如ADC芯片、通信芯片、中断、定时器等进行初始化设置; 其次对PI控制的各参数进行初始化, 包括比例系数 K_p 、积分及系数 K_i 参数和目标温度等; 随后开启非目标温度段对应的通道读取第一次温度数据; 最后系统进入到温度控制主循环. 在主循环中, 根据第一次温度数据大小来确定是否开启目标温度段对应的通道; 选择好通道后, 对数字信号数据的累计采集, 当数组维数 n 达到一个预设值 N 后进行数字滤波, 将滤波后的数字信号数据进行解析; 解析得到的温度数据作为PI控制的输入, 求解出对应的控制量—PWM的占空比, 用于H桥电路驱动TEC; 最后显示当前温度数据并根据大小进行下一次通道选择.

热控PID算法因其简单稳定的优点, 广泛应用于空间热控制, 如在ASO-S卫星FMG载荷中就曾应用这一技术. 因此, 本文设计优化后的增量式PI算法在空间中也有较好的可行性.

5 温控实验及结果

完成温控系统的整体设计后, 搭建模拟空间试验环境. ASO-S卫星为FMG负载提供的工作环境温度为 $(22 \pm 2)^\circ\text{C}$ ^[8], 在太阳极轨探测任务中卫星仍提供相同工作环境, 因此本文的试验环境温度约为 $(22 \pm 2)^\circ\text{C}$, 同时调节真空箱的真空度为100 Pa. 在这两个关键参数达到一致后, 可以推断在空间应用时也能获得相似的结果. 随后分别开展真空环境下的温控精度和稳定性实验, 便于更好地评估温控系统的整体性能. 实验采用上海申贤恒温设备厂生产的DZF-6090D真空干燥箱, 该真空箱温度控制采用微电脑智能数字技术制造, 具有工业PID自整

定和4位双LED窗指示功能, 可以满足小型仪器的真空电气试验需求. 真空干燥箱的关键参数如下表2所示.

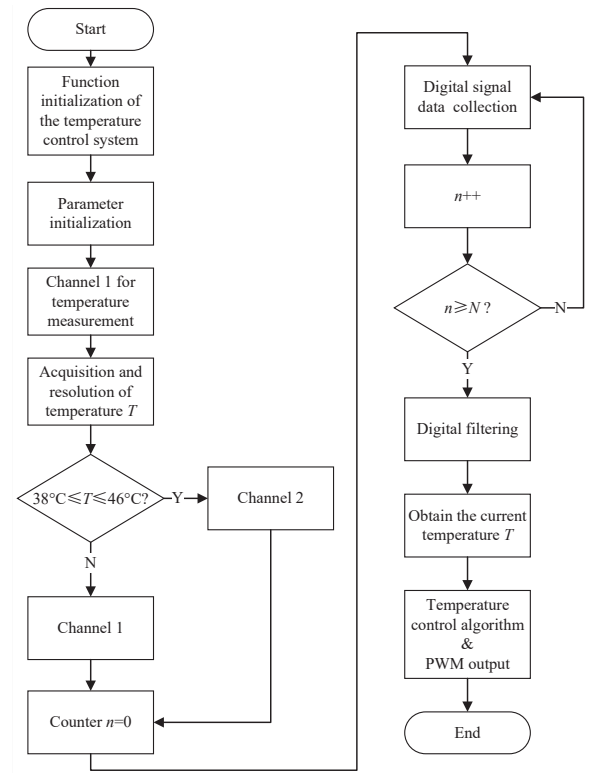


图 6 系统控制流程图

Fig. 6 Flowchart of the system control

表 2 DZF-6090D真空干燥箱的关键参数表
Table 2 Parameters of the DZF-6090D vacuum drying oven

Parameter	DZF-6090D
Range of temperature control	10–200 °C above RT (RT: Temperature of the environment)
Resolution of temperature control	0.1 °C
Precision of temperature control	±0.5 °C
Vacuum	Adjustable from 0 to 99.99 kPa
Inner capacity	450 mm × 450 mm × 450 mm
Number of Brackets	2

5.1 温控精度实验

为保证空间液晶滤光器的透过带始终在 $0.1\text{ }\mu\text{m}$ 的波动范围内,在真空环境中,需要在 $38\text{--}46\text{ }^{\circ}\text{C}$ 目标温度段内实现 $\pm 0.005\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的高精度温度控制.同时,考虑到开启温控系统时滤光器内部初始温度可能不在目标温度段内,无法采集温度,因此还应具备大范围较低精度的温度采集控制功能.在温控精度实验中,起始温度为 $19\text{ }^{\circ}\text{C}$,选取 $35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $42\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度点分别开展真空中非目标温度段和目标温度段的控温实验,来验证温控系统的恒温控制精度.

在非目标温度段内的温控实验中,实验部件从 $19\text{ }^{\circ}\text{C}$ 到稳定在 $35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 用时约 1 h ,温度变化曲线如图7所示.从图中温度变化曲线可以看出在稳定后的 30 min 内,温度持续保持在 $(35 \pm 0.02)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内,能够满足测控温的精度要求.

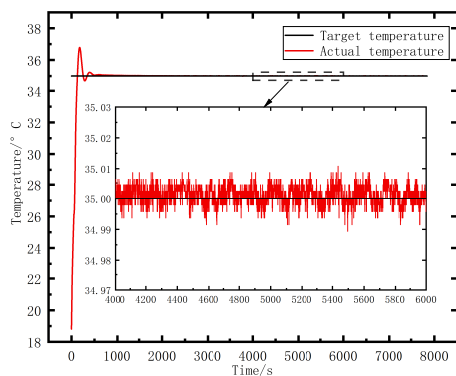


图 7 温度变化曲线(非目标温度段)

Fig. 7 Temperature control curve (in the non-target temperature range)

在目标温度段的温控实验中,受热部件从 $19\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升至稳定在 $42\text{ }^{\circ}\text{C}$ 用时约 3 h .温度变化曲线如图8所示,从图中可以看出在稳定后的 30 min 内,温度持续保持在 $(42 \pm 0.002)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内,满足液晶滤光器在 $38\text{--}46\text{ }^{\circ}\text{C}$ 目标温度段内 $\pm 0.005\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的精密控温要求.

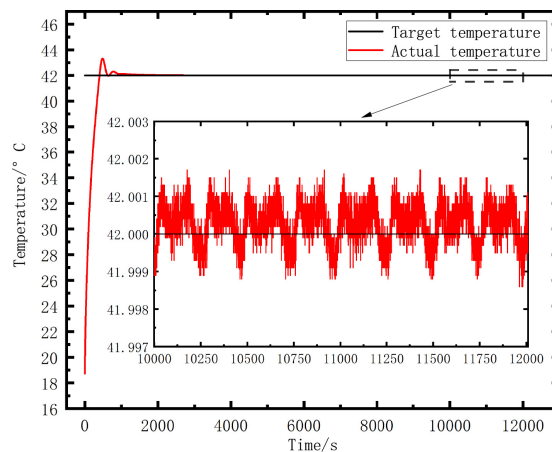


图 8 温度变化曲线(目标温度段)

Fig. 8 Temperature control curve (within the target temperature range)

5.2 温控稳定性实验

为应对设备运行过程中外界环境的影响,要求温控系统都要具备良好的抗干扰能力.由于滤光器实际工作在 $(22 \pm 2)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度范围内的真空环境中,本实验在保持真空度不变的基础上,通过在 $20\text{--}24\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内调节真空箱腔体的温度来模拟实际外界环境变化,同时记录环境温度变化时系统温度的最大偏差和恢复时间,以评估系统的控温稳定性.

在精密温控的稳定性实验中,在系统稳定在 $42\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后,将环境温度在 30 min 内由当前的 $19.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升高到 $24.2\text{ }^{\circ}\text{C}$,等待系统稳定后再将环境温度降至 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$,降温过程用时 1 h .升、降温过程中温度的改变量略大于实际工作环境 $(22 \pm 2)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度变化量,能较好模拟实际使用中的外界环境的温度变化,外界干扰时的环境及系统温度变化曲线如图9所示.

在图9 (a)、(b)所示的升温干扰实验中环境温度升高 $4.7\text{ }^{\circ}\text{C}$,同时系统最大温度偏移为 $0.0027\text{ }^{\circ}\text{C}$,图9 (c)、(d)所示的降温实验中环境温度降低 $4.2\text{ }^{\circ}\text{C}$,此时系统最大温度偏移为 $0.0025\text{ }^{\circ}\text{C}$,均在目标精度范围之内,且都能够在 2 h 内稳定到 $(42 \pm 0.002)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内.因此,本精密温控系统有较好的抗干扰能力,满足实际使用要求.

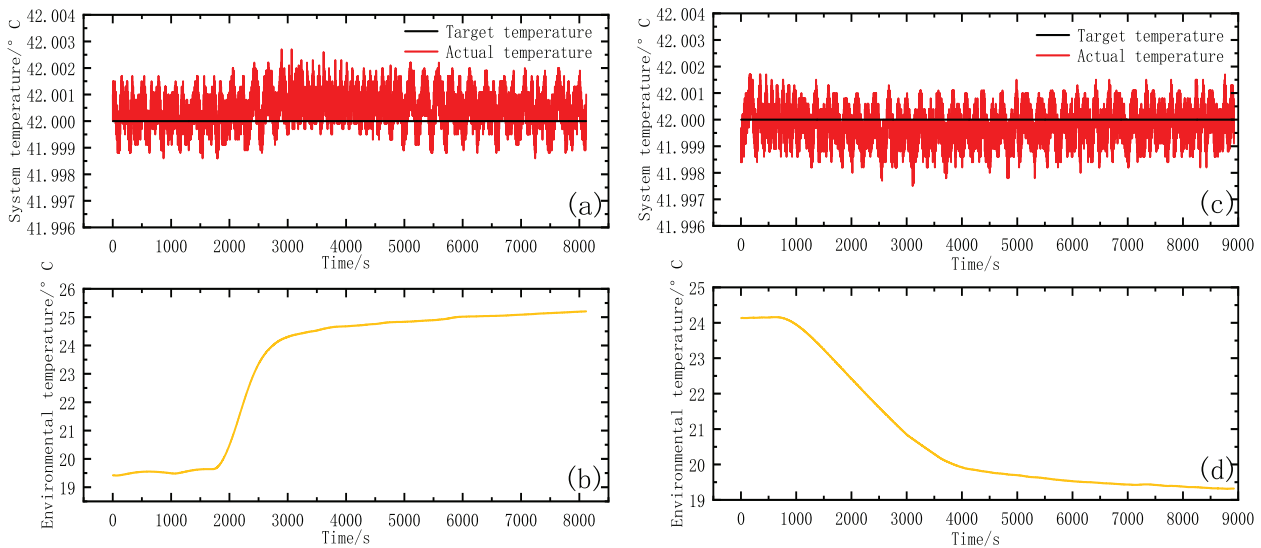


图9 (a)升温干扰时系统温度变化曲线, (b)环境升温变化曲线, (c)降温干扰时系统温度变化曲线, (d)环境降温变化曲线。

Fig. 9 (a) Temperature curve of the system with a warming interference, (b) Temperature curve with a warming environment, (c) Temperature curve of the system with a cooling interference, (d) Temperature curve with a cooling environment.

6 结论与展望

液晶滤光器是深空太阳磁场探测的关键部件,而精密温控技术是空间液晶滤光器正常工作、实现科学目标的重要前提. 针对空间液晶滤光器温度控制的高精度要求和可选宇航级器件精度偏低的限制, 本文将测温区间分段并在宇航级AD前辅以多级放大电路来实现大范围温度采集和目标温度段内微弱温度变化信号的高分辨率采集, 并采用TEC作为热控元件使用增量式PI算法进行高精度的温度控制. 在真空实验环境中, 系统能够长期稳定工作, 测试过程中温控精度优于 $\pm 0.005^{\circ}\text{C}$, 并且在环境温度快速变化的情况下, 仍能保持稳定, 满足设计目标要求. 本文的研究工作为未来的太阳极轨探测任务中液晶滤光器精密温控系统的研制积累了技术经验、提供了方案支撑.

本研究中, 采用部分宇航级和用以替换的非宇航级器件实现了真空环境中的大范围温度采集以及目标范围内的精密控温, 但是与实际星载要求仍有差异, 同时该温控系统的稳定性和控制精度仍有提升空间. 可在以下两个方面开展进一步的研究:

(1)根据极轨探测任务需要, 在此基础上使用全宇航级器件进行整机的空间环境实验, 评估系统性能和使用寿命等; (2)引入自适应模糊控制算法, 进一步提高系统的控温精度和对外界环境变化的抗干扰能力.

参考文献

- [1] 邓元勇, 甘为群, 颜毅华, 等. 红外与激光工程, 2020, 49: 230
- [2] 白阳, 林佳本, 王东光, 等. 天文学报, 2023, 64: 6
- [3] 艾国祥, 胡岳风. 天文学报, 1986, 27: 173
- [4] 艾国祥, 胡岳风, 李挺, 等. 中国科学, 1984, 6: 540
- [5] Kosugi T, Matsuzaki K, Sakao T, et al. SoPh, 2007, 243: 3
- [6] Pontieu D B, Title M A, Lemen R J, et al. SoPh, 2014, 289: 2733
- [7] Marsch E, Antonucci E, Bochslers P, et al. AdSpR, 2002, 29: 2027
- [8] Li C, Fang C, Li Z, et al. RAA, 2019, 19: 112
- [9] Qun W G, De M D, Yu H, et al. RAA, 2019, 19: 155
- [10] Deng Y Y, Zhang H, Yang J, et al. RAA, 2019, 19: 13
- [11] 邓元勇, 周桂萍, 代树武, 等. 科学通报, 2023, 68: 298
- [12] 侯俊峰, 邓元勇, 王东光, 等. 航天器环境工程, 2021, 38: 296
- [13] Xu Z M, Xu M, Cheng W L, et al. JSASS, 2018, 61: 51
- [14] 邓云彪, 王晓娜, 杨遂军, 等. 中国计量大学学报, 2022, 33: 317
- [15] Lin J B, Deng Y Y, Guo J, et al. PNAOC, 2016, 9906: 990635-990635-7

- [16] 黄威, 侯俊峰, 林佳本, 等. 中国激光, 2022, 49: 71
[17] 黄威, 林佳本, 侯俊峰, 等. 液晶与显示, 2022, 37: 849
[18] 张鑫伟, 林佳本, 邓元勇. 天文研究与技术, 2020, 17: 316
[19] Zhang X W, Zhang Y, Lin J B, et al. RAA, 2021, 21: 99
[20] 张克非, 蒋涛, 邵龙, 等. 光学精密工程, 2017, 25: 648
[21] Enescu D, Virjoghe O E. RSERv, 2014, 38: 1364

Research on Precision Temperature Control Technology for Deep-space Liquid Crystal Birefringent Filter

SHANG Yi^{1,2,3} LIN Jia-ben^{2,3,4} DENG Yuan-yong^{2,3,4} ZHENG Xiao-gang¹
ZHU Xiao-ming^{2,3,4} BAI Yang^{2,3,4} TONG Li-yue^{2,3,4} HU Xing^{2,3,4} WANG Bing-xiang^{2,3}

(1 School of Electrical and Electronic Engineering, Wuhan Polytechnic University, Wuhan 430023)

(2 National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100101)

(3 Key Laboratory of Solar Activity, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100101)

(4 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

ABSTRACT The liquid crystal birefringent filter has become the preferred technology option for deep space magnetic field exploration missions due to the use of low-voltage actuators, removal of rotary motors, and other technical features, which greatly simplify the filter's opto-mechanical structure. The refractive index of optical elements in filters is very sensitive to temperature changes. In order to ensure that the passband of the filter remains stable within a range of 0.1 Å, and meet the high sensitivity requirements for space magnetic field observation, it is necessary to achieve a temperature stability accuracy of ± 0.005 °C within the optical cavity of the filter. Due to the low resolution of the available astronaut-grade Analog-to-Digital Converter (ADC), which are unable to meet the requirements for high-precision measurements if used directly, in this paper, we segmented the temperature range and designed the scheme of multi-stage amplification, low-pass filter circuit and space grade ADC to realize a wide range of temperature signal acquisition from -20 °C to 100 °C and a high resolution temperature acquisition of 0.0002 °C within the target temperature range of 38 °C to 46 °C. Then, the thermoelectric cooler (TEC) was used as the thermal control element with incremental PI (Proportional Integral) control algorithm, which realizes the precision temperature control, and the system temperature control accuracy was better than ± 0.005 °C in the vacuum test. The above work can not only provide a precise temperature control system for ground-based liquid crystal birefringence filters, but also provide a feasible technical solution for deep space solar magnetic field and velocity field measurements.

Key words Sun: magnetic fields, space vehicles: instruments, methods: temperature control, deep-space